



19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

11 Número de publicación: **2 275 226**

51 Int. Cl.:

F02C 3/14 (2006.01)

F02C 3/00 (2006.01)

F01D 25/12 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Número de solicitud europea: **04741084 .0**

86 Fecha de presentación : **16.07.2004**

87 Número de publicación de la solicitud: **1656497**

87 Fecha de publicación de la solicitud: **17.05.2006**

54 Título: **Difusor localizado entre un compresor y una cámara de combustión de una turbina de gas.**

30 Prioridad: **18.08.2003 EP 03018565**

45 Fecha de publicación de la mención BOPI:
01.06.2007

45 Fecha de la publicación del folleto de la patente:
01.06.2007

73 Titular/es: **SIEMENS AKTIENGESSELLSCHAFT**
Wittelsbacherplatz 2
80333 München, DE

72 Inventor/es: **Tiemann, Peter;**
Mönig, Reinhard y
Cornelius, Christian

74 Agente: **Carvajal y Urquijo, Isabel**

ES 2 275 226 T3

Aviso: En el plazo de nueve meses a contar desde la fecha de publicación en el Boletín europeo de patentes, de la mención de concesión de la patente europea, cualquier persona podrá oponerse ante la Oficina Europea de Patentes a la patente concedida. La oposición deberá formularse por escrito y estar motivada; sólo se considerará como formulada una vez que se haya realizado el pago de la tasa de oposición (art. 99.1 del Convenio sobre concesión de Patentes Europeas).

DESCRIPCIÓN

Difusor localizado entre un compresor y una cámara de combustión de una turbina de gas.

La invención se refiere a una turbina de gas con una cámara de combustión anular y a un difusor que puede ser atacado por la corriente esencialmente en paralelo a un eje longitudinal de la turbina y que está distanciado de éste en una medida menor que la cámara de combustión anular, en el que se puede distribuir un gas comprimido en un punto de derivación en corrientes parciales.

Las turbinas de gas se emplean en muchos sectores para el accionamiento de generadores o de máquinas de trabajo. En este caso, el contenido de energía de un combustible se utiliza para la generación de un movimiento de rotación de un árbol de turbina. El combustible es quemado a tal fin en una cámara de combustión, siendo alimentado aire comprimido desde un compresor de aire. El medio de trabajo generado en la cámara de combustión a través de la combustión del combustible y que está a alta presión y a alta temperatura es conducido en este caso a través de una unidad de turbinas que está conectada a continuación de la cámara de combustión, donde se expande prestando trabajo.

En el diseño de tales turbinas de gas, adicionalmente a la potencia alcanzable y además de un tipo de construcción compacto, un objetivo de diseño es habitualmente un rendimiento especialmente alto. En este caso, se puede conseguir una elevación del rendimiento por razones termodinámicas en principio a través de una elevación de la temperatura de salida, con la que el medio de trabajo sale desde la cámara de combustión y entre en la unidad de turbinas. Por lo tanto, se pretenden y también se alcanzan temperaturas de aproximadamente entre 1200°C y 1300°C para turbinas de gas de este tipo.

No obstante, a altas temperaturas de este tipo del medio de trabajo, los elementos y componentes expuestos a este medio están sometidos a cargas térmicas altas. Para garantizar, sin embargo, con alta fiabilidad una duración de vida útil comparativamente larga de los componentes respectivos, está prevista habitualmente una refrigeración de los componentes respectivos, especialmente de las paletas de marcha y/o de las paletas de guía de la unidad de turbina. Por lo demás, puede estar previsto refrigerar la cámara de combustión con un refrigerante, especialmente aire de refrigeración.

Se conoce a partir del documento DE 195 44 927 A1 una turbina de gas, que presenta un compresor de aire conectado delante de una cámara de combustión y que desemboca en un difusor. Una corriente parcial del aire comprimido se puede desviar en el difusor a partir de éste y se puede utilizar para la refrigeración de partes de la estructura, por ejemplo paletas de turbina de la turbina de gas. La desviación del aire de refrigeración a partir del difusor solamente es adecuada, sin embargo, para una desviación de una corriente parcial relativamente reducida a partir de la corriente de aire que abandona el compresor de aire. La corriente principal de aire conducida a través del difusor es desviada, en cambio, en el difusor en dirección a la cámara de combustión y es alimentada a éste como aire de la combustión. Por lo tanto, solamente es posible en una medida limitada una refrigeración de componentes conectados a continuación del difu-

sor, dispuestos aguas abajo, es decir, con relación a la dirección de la circulación de la corriente del medio de trabajo que circula a través de la turbina.

Además, se conoce a partir del documento DE 196 39 623 una turbina de gas con un difusor, en la que la extracción del aire de refrigeración se lleva a cabo por medio de un tubo que se proyecta en la salida del difusor. El aire comprimido utilizado para la combustión en una cámara de combustión anular es desviado en este caso por medio de una chapa en forma de C en la dirección del quemador. Tanto durante la extracción del aire de refrigeración como también durante la conducción del aire del quemador se pueden producir pérdidas de la circulación, que deben evitarse.

La invención tiene el cometido de indicar una turbina de gas compacta equipada con una cámara de combustión anular, que posibilita una conducción favorable desde el punto de vista de la circulación del aire comprimido para una refrigeración especialmente uniforme y efectiva de componentes cargados térmicamente.

Este cometido se soluciona de acuerdo con la invención a través de una turbina de gas con las características de la reivindicación 1. En este caso, la turbina de gas presenta una cámara de combustión anular y un difusor de forma anular que está conectado delante de ésta y que está dispuesto al menos en parte entre el eje longitudinal de la turbina y la cámara de combustión anular. En el difusor, que puede ser atacado por la corriente esencialmente en paralelo al eje longitudinal de la turbina, se puede dividir un gas comprimido en varias corrientes parciales. De acuerdo con la invención, el difusor presenta una zona de desviación principal, que está dirigida en un ángulo punta a partir del eje longitudinal de la turbina sobre la pared interior de la cámara de combustión anular. A continuación de la zona de desviación principal, en la dirección del gas que circula a través del difusor, especialmente aire, está conectado un puesto de desviación, en el que la corriente de gas que circula a través del difusor se puede dividir en corrientes parciales por medio de un elemento de división de la corriente. El elemento de división de la corriente en forma de anillo y en forma de cuña en la sección transversal está dispuesto entre las dos paredes divergentes del difusor -la pared interior dispuesta radialmente dentro y la pared exterior que se encuentra radialmente más hacia fuera-. Dos flancos de desviación, opuestos a las paredes del difusor, confluyen en un ángulo agudo entre sí y se encuentran en la posición de la desviación. Allí forman una bisectriz angular, que corta el eje longitudinal de las turbinas en un ángulo de división agudo mayor que 15°.

La zona de desviación principal en encuentra, vista en dirección axial, detrás del compresor y delante de la cámara de combustión anular, en cambio el elemento de división de la circulación está dispuesto entre la cámara de combustión anular y el eje longitudinal de las turbinas. Esta geometría posibilita para la turbina de gas una forma de construcción compacta y especialmente una forma de construcción acortada en dirección axial. Además, se reducen las pérdidas de la circulación en las corrientes parciales comprimidas de refrigerante.

A través de la conducción de la corriente de gas que circula a través del difusor con un componente de la dirección de la circulación dirigido hacia la cámara de combustión anular, se consigue una capacidad

de refrigeración especialmente buena de componentes distanciados radialmente desde el eje longitudinal de la turbina, especialmente la cámara de combustión anular. De una manera preferida, las dos corrientes parciales separadas en el difusor se utilizan a continuación también para la combustión.

En un desarrollo ventajoso, detrás de la posición de derivación se extiende la pared exterior del difusor y el flanco de desviación exterior opuesto a aquélla del elemento de división de la corriente aproximadamente perpendicular al eje longitudinal de la turbina. De esta manera, se garantiza una alimentación sin pérdidas de la corriente parcial exterior hacia el espacio exterior de la transmisión de la circulación. De acuerdo con ello se consigue una alimentación corta y directa de la corriente parcial.

En las turbinas de gas con una cámara de combustión no configurada como cámara de combustión anular, por ejemplo en las turbinas de gas con las llamadas cámaras de combustión-Can, la alimentación de la cáscara exterior de la cámara de combustión es realmente sencilla. En las turbinas de gas con cámaras de combustión Can, las cámaras de combustión individuales en forma de lata se encuentran distanciadas entre sí en la dirección circunferencial sobre un anillo que rodea concéntricamente el eje longitudinal de las turbinas. La alimentación del aire de refrigeración hacia las cáscaras radialmente exteriores de la cámara de combustión se puede llevar a cabo entonces entre las cámaras de combustión Can individuales.

Además, se garantiza una alimentación sin pérdida de la corriente parcial interior hacia el espacio interior de la transmisión de la corriente, extendiéndose la pared interior del difusor y el flanco de desviación interior opuesto a ésta del elemento de división de la corriente aproximadamente paralelo al eje longitudinal de la turbina. Desde la salida del compresor hasta el espacio de transmisión de la corriente se propone para la corriente parcial interior una guía en forma ondulada, que consigue en comparación con una guía recta con respecto a las pérdidas de presión y las pérdidas de circulación en la corriente parcial una mejora frente a una guía lineal.

De acuerdo con una configuración preferida, se conduce al puesto de desviación el gas comprimido, que abandona el difusor en este lugar, directamente a un espacio de transmisión de la corriente, que establece la comunicación técnica de la circulación con el espacio de refrigeración de la pared de la cámara de combustión anular. De una manera preferida, el espacio de transmisión de la corriente delimita en el exterior la pared de la cámara de combustión, de manera que con ello se consigue una refrigeración adicional de la pared de la cámara de combustión.

La cámara de combustión anular está configurada de una manera preferida cerrada y que se puede refrigerar. En este caso, se conduce como medio de refrigeración de una manera preferida aire de la combustión a contra corriente del gas de humo a través de un espacio de pared de la cámara de combustión anular. El aire de la combustión que circula a través de la pared de la cámara de combustión es en este caso de una manera preferida idéntico al menos con una corriente parcial del aire comprimido, que a circulado con anterioridad a través del difusor. Con preferencia, el aire que circula a través del difusor es alimentado totalmente a la pared de la cámara de combustión anular como aire de refrigeración y adicionalmente a

la cámara de combustión anular como aire de la combustión. La división de la corriente de aire en el puesto de desviación del difusor sirve en este caso para alimentar de una manera regular aire de refrigeración a varias partes de la cámara de combustión anular, por ejemplo una cáscara interior y una cáscara exterior.

Si la cámara de combustión anular presenta al menos en una zona parcial una pared trasera esencialmente plana de la cámara de combustión, se entiende por ángulo de la pared de la cámara de combustión anular aquel ángulo que forma la pared trasera de la cámara de combustión con el eje longitudinal de la turbina. Se consigue de una manera preferida una refrigeración especialmente uniforme por todos los lados de la pared de la cámara de combustión porque el ángulo de separación del elemento de división de la circulación no se desvía con respecto al ángulo de la pared trasera de la cámara de combustión más que 20°, en particular no mayor que 15°.

De una manera preferida, para la extracción del aire de refrigeración para la turbina está previsto un tubo que se comunica con el canal parcial inferior. De esta manera, se puede llevar a cabo otra distribución de la corriente de aire del compresor. Cuando el tubo se proyecta en el canal parcial inferior y está dirigido con su orificio tubular hacia la circulación, se lleva a cabo de una manera especialmente favorable el desacoplamiento del aire de refrigeración de la turbina.

La ventaja de la invención reside especialmente en que el aire comprimido en una turbina de gas, que sirve como aire de refrigeración y a continuación como aire de la combustión, es alimentado sin pérdida de presión desde un compresor de aire a través de un difusor compacto hacia la cámara de combustión anular, provocando un elemento de división de la circulación en la salida del difusor una impulsión uniforme de aire de refrigeración de la cámara de combustión anular.

A continuación se explica en detalle un ejemplo de realización de la invención con la ayuda de un dibujo. En éste:

La figura 1 muestra una semi-sección a través de una turbina de gas, y

La figura 2 muestra en la sección transversal un difusor y una cámara de combustión anular de la turbina de gas de acuerdo con la figura 1.

Las partes correspondientes entre sí están provistas en las dos figuras con los mismos signos de referencia.

La turbina de gas 1 de acuerdo con la figura 1 presenta un compresor 2 para aire comprimido, una cámara de combustión anular 4 así como una turbina 6 para el accionamiento del compresor 2 y de un generador no representado o de una máquina de trabajo. A tal fin, la turbina 6 y el compresor 2 están dispuestos sobre un árbol de turbina 8 común designado también como rotor de turbina, con el que están conectados también el generador o bien la máquina de trabajo, y que están alojados de forma giratoria alrededor de su eje medio 9.

La cámara de combustión anular 4 está equipada con una pluralidad de quemadores 10 para la combustión de un combustible líquido o gaseoso. Además, está provista en su pared de cámara de combustión 23 con un revestimiento de la pared.

La turbina 6 presenta un número de paletas giratorias 12, conectadas con el árbol de la turbina 8. Las paletas giratorias 12 están dispuestas en forma de corona en el árbol de la turbina 8 y de esta manera

forman una pluralidad de series de paletas giratorias. Además, la turbina 6 comprende una pluralidad de paletas de guía estacionarias 14, que están fijadas de la misma manera en forma de corona bajo la formación de series de paletas de guía en una carcasa interior 16 de la turbina 6. Las paletas giratorias 12 sirven en este caso para el accionamiento del árbol de la turbina 8 a través de la transmisión de impulsos desde el gas de humo o medio de trabajo M que circula a través de la turbina 6. En cambio, las paletas de guía 14 sirven para la conducción de la circulación del medio de trabajo M entre dos series respectivas de paletas giratorias o coronas de paletas giratorias consecutivas, vistas en la dirección de la circulación del medio de trabajo M. Una pareja consecutiva formada por una corona de paletas de guía 14 y por una serie de paletas de guía y por una corona de paletas giratorias 12 o una serie de paletas giratorias se designa en este caso como fase de turbinas.

Cada paleta de guía 14 presenta una plataforma 18 designada también como pata de paleta 19, que está destinada para la fijación de la paleta de guía 14 respectiva en la turbina de gas 1. Cada paleta giratoria 12 está fijada de una manera similar sobre una pata de paleta 19 designada también como plataforma 18 en el árbol de la turbina 8, llevando la pata de paleta 19 en cada caso una hoja de paleta 20 perfilada extendida en cada caso a lo largo de un eje de paleta.

Entre las plataformas 18 dispuestas a distancia entre sí de las paletas de guía 14 de dos series de paletas de guía adyacentes está dispuesto en cada caso un anillo de guía 21 en la carcasa interior 16 de la turbina 6. La superficie exterior de cada anillo de guía 21 está expuesta de la misma manera al medio de trabajo M caliente que circula a través de la turbina 6 y se distancia en dirección radial desde el extremo exterior 22 de la paleta giratoria 12 que se encuentra frente a ella por medio de un intersticio. Los anillos de guía 21, que están dispuestos entre las series de paletas de guía adyacentes, sirven en este caso especialmente como elementos de cubierta, que protegen la pared interior 16 u otros componentes de montaje de la carcasa frente a una sollicitación térmica excesiva a través del medio de trabajo M caliente que circula a través de la turbina 6.

Para la consecución de un rendimiento comparablemente alto, la turbina de gas 1 está diseñada para una temperatura de salida comparativamente alta del medio de trabajo M que sale desde la cámara de combustión anular 4 desde aproximadamente 1200°C hasta 1300°C.

La pared de la cámara de combustión 23 puede ser refrigerada con aire de refrigeración comprimido en el compresor 2 como medio de refrigeración K. Entre la pared de la cámara de combustión 23 y el revestimiento de la pared 24 circula aire de refrigeración K en un espacio de la pared o espacio del revestimiento de la pared 26 a contracorriente con el medio de trabajo M sobre el quemador 10. El aire de refrigeración K, que sirve también como aire de la combustión, es conducido desde el compresor 2 a través de un difusor 27 en la dirección de la cámara de combustión anular 4. A través del difusor 27 se alimenta el aire de refrigeración y el aire de la combustión K dividido de una manera definida, por una parte, a una cáscara exterior de la cámara de combustión 28 y, por otra parte, a una cáscara interior de la cámara de combustión 29.

En la figura 2 se representa en detalle la conduc-

ción de la circulación del aire de refrigeración K a través del difusor 27. El difusor 27 presenta una zona de desviación principal 30, que se conecta en el compresor 2. El aire de refrigeración comprimido K circula de salida en paralelo al eje medio o al eje longitudinal de la turbina 9 desde el compresor 2 y afluye a la zona de desviación principal 30 del difusor 27. La zona de desviación principal 30 del difusor, que está dispuesta, vista en la dirección axial, entre el compresor 2 y la cámara de combustión anular 4, se extiende, bajo ensanchamiento de la sección transversal, radialmente hacia fuera, es decir, fuera del eje longitudinal de la turbina 9. De esta manera, se reduce en la zona de desviación principal 30 la velocidad de la circulación del gas comprimido utilizado como medio de refrigeración K. Si se produce un desprendimiento de la circulación en la pared interior y en la pared exterior del difusor 27, entonces tal desprendimiento tiene lugar ya a baja velocidad de circulación y con una pérdida de presión correspondientemente baja.

En el extremo 31 de aguas abajo de la zona de desviación principal 30, con relación al aire de refrigeración K, adyacente a la cáscara exterior de la cámara de combustión 29, está dispuesto un elemento de división de la circulación.

El elemento de división de la circulación 32, que está dispuesto entre la cámara de combustión anular 4 y el eje longitudinal de la turbina 9, presenta en la sección transversal una forma aproximadamente triangular, designada también como horquilla de división 33, con un flanco de desviación exterior 34 y un flanco de desviación interior 35. Los flancos de desviación 34, 35 confluyen en una punta de división 36 dirigida hacia la zona de desviación principal 30 y forman en la punta de división 36 un ángulo agudo menor que 90°, especialmente un ángulo de 60°. La punta o canto de división 36 que forma un puesto de desviación divide el aire de refrigeración K, que circula a través de la zona de desviación principal 30 del difusor, de una manera aproximadamente uniforme en una corriente exterior de aire de refrigeración Ka y una corriente interior de aire de refrigeración Ki. La corriente exterior de aire de refrigeración Ka es conducida a través de un espacio exterior de transmisión de la corriente 37 a una cáscara exterior de la cámara de combustión 28, mientras que la corriente interior de aire de refrigeración Ki es conducida a través de un espacio interior de transmisión de la corriente 38 hacia la cáscara interior de la cámara de combustión 29.

El difusor 27, que divide el aire de refrigeración K en el elemento de división de la corriente 32, es designado también como difusor dividido. El aire de refrigeración K que circula a través de la zona de desviación principal 30 es desviado radialmente aproximadamente en forma de C, con relación al eje longitudinal de la turbina 9, hacia fuera hasta la punta de división 36 del elemento de división de la corriente 32. Una recta, que se extiende como bisectriz angular 39 entre los flancos de desviación curvados 34, 35 a través de la punta de división 36 forma con el eje longitudinal de la turbina 9 un ángulo de división α de 45°. La bisectriz angular 39 forma con la cáscara inferior de la cámara de combustión 29 aproximadamente un ángulo recto. La corriente interior de aire de circulación Ki es forzada, a partir de la punta de división 36, a través del flanco interior de desviación 35 en primer lugar en una dirección horizontal de la circulación, es decir, en paralelo al eje longitudinal

de la turbina 9, y se conduce a continuación a través del lado exterior de la pared de la cámara de combustión 23 de nuevo radialmente hacia dentro, es decir, hacia el eje longitudinal de la turbina 9. La corriente interior de aire de refrigeración Ki es conducida de esta manera en primer lugar todavía dentro del aire de refrigeración K, no dividido en la zona de desviación principal 30, en una trayectoria curvada aproximadamente en forma de C radialmente hacia fuera y se retarda de esta manera y continuación se conduce en una trayectoria curvada aproximadamente en forma de C en sentido inverso radialmente hacia dentro. En general, la circulación describe a través del difusor 27 y en adelante en el espacio interior de transmisión de la corriente 38 aproximadamente una trayectoria en forma de doble S. Los radios de curvatura dentro de esta trayectoria son suficientemente grandes, para provocar solamente pérdidas reducidas de energía durante la circulación.

Por otro lado, en el extremo de aguas abajo 31 del difusor 27 están dispuestos tanto en la dirección del espacio interior de transmisión de la corriente 37 como también en la dirección del espacio interior de la transmisión de la corriente 38 elementos de guía o elementos de fijación 41.

La corriente exterior de aire de refrigeración Ka es conducida a través de la horquilla de división 33 radialmente hacia fuera, perpendicularmente al eje longitudinal de la turbina 9. En el desarrollo siguiente, se conduce la corriente de aire de refrigeración Ka por delante de la cáscara exterior de la cámara de combustión 28 y se introduce en el espacio del revestimiento exterior de la pared o en el espacio de refrigeración de la pared 26. También aquí se deduce, de una manera similar a la corriente interior de aire de refrigeración Ki, una conducción de la corriente con radios de desviación grandes, sin que se produzcan ampliaciones repentinas de la sección transversal. A través de las corrientes de aire de refrigeración o de las corrientes

parciales Ka, Ki se refrigeran las cáscaras de la cámara de combustión 28, 29 también desde el exterior.

El quemador 10 está dispuesto aproximadamente en el centro en una pared trasera de cámara de combustión 42. Una recta, que se extiende a través de la pared trasera de la cámara de combustión 42, forma con el eje longitudinal de la turbina 9 un ángulo de la pared β de aproximadamente 45° . El ángulo de la pared β corresponde, por lo tanto, aproximadamente al ángulo de división α . El elemento de división de la corriente 32, que está dispuesto inclinado en la medida del ángulo de división α con respecto al eje longitudinal de la turbina 9, divide la zona de desviación de la corriente 30 en un canal parcial superior 32 y un canal parcial inferior 44, que presentan ambos aproximadamente la misma sección transversal. A través de la disposición del elemento de división de la corriente 32 desplazado lateralmente, es decir, a lo largo de la cáscara interior de la cámara de combustión 29 se puede realizar de la misma manera una división asimétrica selectiva de la corriente de aire en el difusor 27, en el caso de que, por ejemplo, la cáscara exterior de la cámara de combustión y la cáscara interior de la cámara de combustión 29 presenten una necesidad diferente de aire de refrigeración.

La toma de aire de refrigeración de la turbina se lleva a cabo a través de un tubo 45 que se proyecta en el interior del canal parcial inferior 44. Su extremo 46 está acodado a modo de un periscopio y está dirigido con su orificio de tubo hacia la corriente de aire interior Ki, de manera que una parte de la corriente de aire Ki puede afluir al interior del tubo 45 como aire de refrigeración de la turbina. El aire de refrigeración de la turbina circula por el otro extremo del tubo 45 a un canal anular 47 que se extiende a lo largo del rotor y que conduce el aire de refrigeración de la turbina hacia la turbina 6. Allí se emplea para la refrigeración de las paletas giratorias como también de las paletas de guía 12, 14.

REIVINDICACIONES

1. Turbina de gas (1) con una cámara de combustión anular (4) inclinada con respecto al eje longitudinal de la turbina (9), que presenta una pared trasera de la cámara de combustión (42), en la que se extiende una línea de pared que corta el eje longitudinal de la turbina (9) en un ángulo agudo de la pared β de al menos 30° , con un compresor (2), a continuación del cual está conectado en dirección axial de acuerdo con la técnica de la circulación un difusor (27) dispuesto radialmente al menos en parte entre la cámara de combustión anular (4) y el eje longitudinal de la turbina (9), **caracterizada** porque en el difusor (27) se puede dividir un gas comprimido (K) en un puesto de desviación (36) a través de un elemento de división de la corriente (32) configurado en forma de cuña por dos flancos de desviación (34, 35) en corrientes parciales (Ki, Ka), en la que en el puesto de desviación (36) los dos flancos de desviación (34, 35) forman un ángulo menor que 90° y una bisectriz angular (39) formada entre ellos corta el eje longitudinal de la turbina (9) en un ángulo agudo de división α mayor que 15° , y en la que el difusor (27) presenta una zona de desviación principal (30) que está conectada delante del puesto de desviación (36), y que está dirigida en un ángulo agudo, partiendo desde el eje longitudinal de la turbina (8), sobre una cáscara interior (29) de la cámara de combustión anular (4) que se extiende transversalmente a la pared trasera de la cámara de combustión (42).

2. Turbina de gas (1) de acuerdo con la reivindicación 1, en la que el flanco de desviación exterior (34), que limita la corriente parcial (Ka) radialmente externa, y una pared exterior del difusor (27) opuesta a este flanco de desviación (34) se extienden detrás del puesto de desviación (36) aproximadamente perpendicular al eje longitudinal de la turbina (9).

3. Turbina de gas (1) de acuerdo con la reivindicación 1 ó 2, en la que el flanco de desviación interior (35), que limita la corriente parcial (Ki) radialmente

interna, y una pared interior del difusor (27) que está colocada opuesta a este flanco de desviación (35), se extienden detrás del puesto de desviación (36) aproximadamente en paralelo al eje longitudinal de la turbina (9).

4. Turbina de gas (1) de acuerdo con la reivindicación 3, en la que la corriente parcial (Ki) radialmente interna se puede conducir después de abandonar el difusor (27) inclinada en la dirección del eje longitudinal de la turbina (9).

5. Turbina de gas (1) de acuerdo con una de las reivindicaciones 1 a 4, con un espacio de refrigeración de la pared (26), configurado como cáscara interior de la cámara de combustión (29) y como cáscara exterior de la cámara de combustión (28), de la cámara de combustión anular (4).

6. Turbina de gas (1) de acuerdo con la reivindicación 5, con un espacio de transmisión de la corriente (37, 38), que está adyacente a la cámara de combustión anular (4), que conecta el difusor (27) con el espacio de refrigeración de la pared (26).

7. Turbina de gas (1) de acuerdo con una de las reivindicaciones 1 a 6, con una cámara de combustión anular (4) refrigerada cerrada.

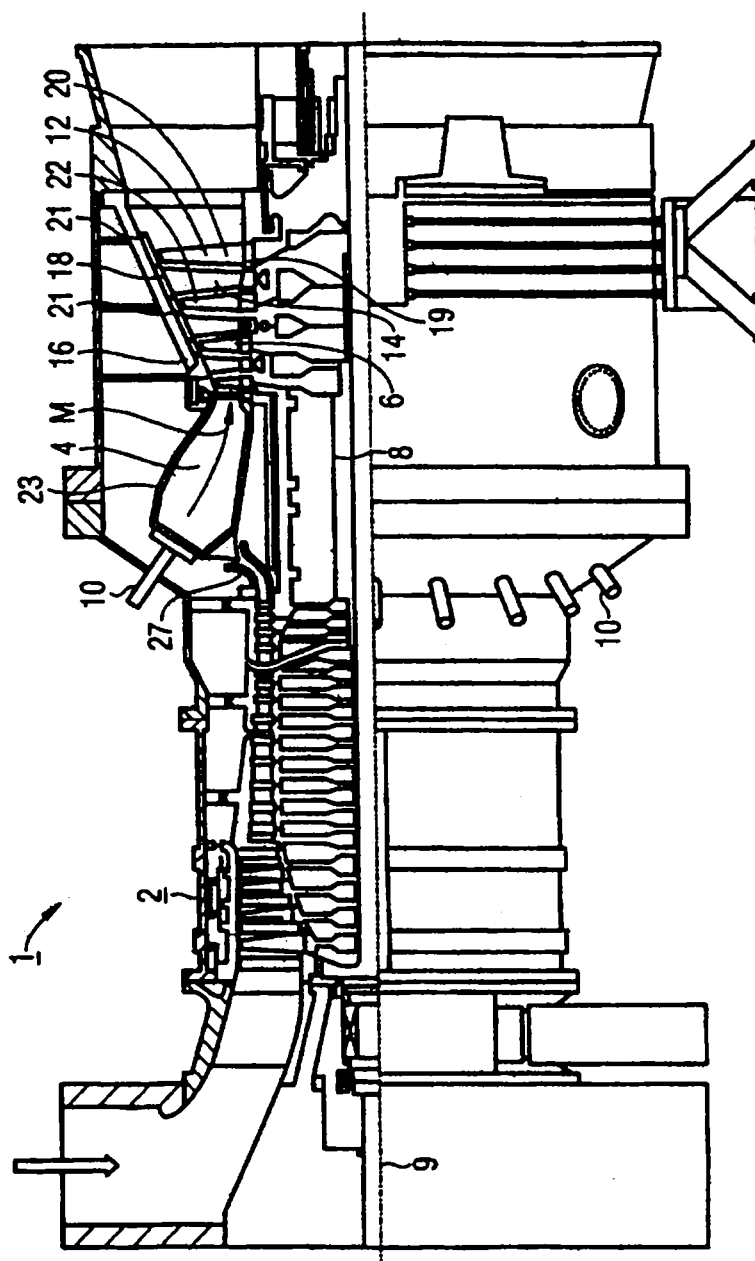
8. Turbina de gas (1) de acuerdo con una de las reivindicaciones 1 a 7, en la que la cámara de combustión anular (4) es refrigerada en el procedimiento a contra corriente.

9. Turbina de gas (1) de acuerdo con una de las reivindicaciones 1 a 8, en la que el ángulo de división α no se desvía del ángulo de la pared β más que 20° .

10. Turbina de gas (1) de acuerdo con una de las reivindicaciones 1 a 9, en la que para la extracción de aire de refrigeración para la turbina está previsto un tubo (45) que se comunica con el canal parcial inferior (44).

11. Turbina de gas (1) de acuerdo con la reivindicación 10, en la que el tubo (45) se proyecta en el canal parcial inferior (44) y está dirigido con su orificio de tubo hacia la circulación.

FIG 1



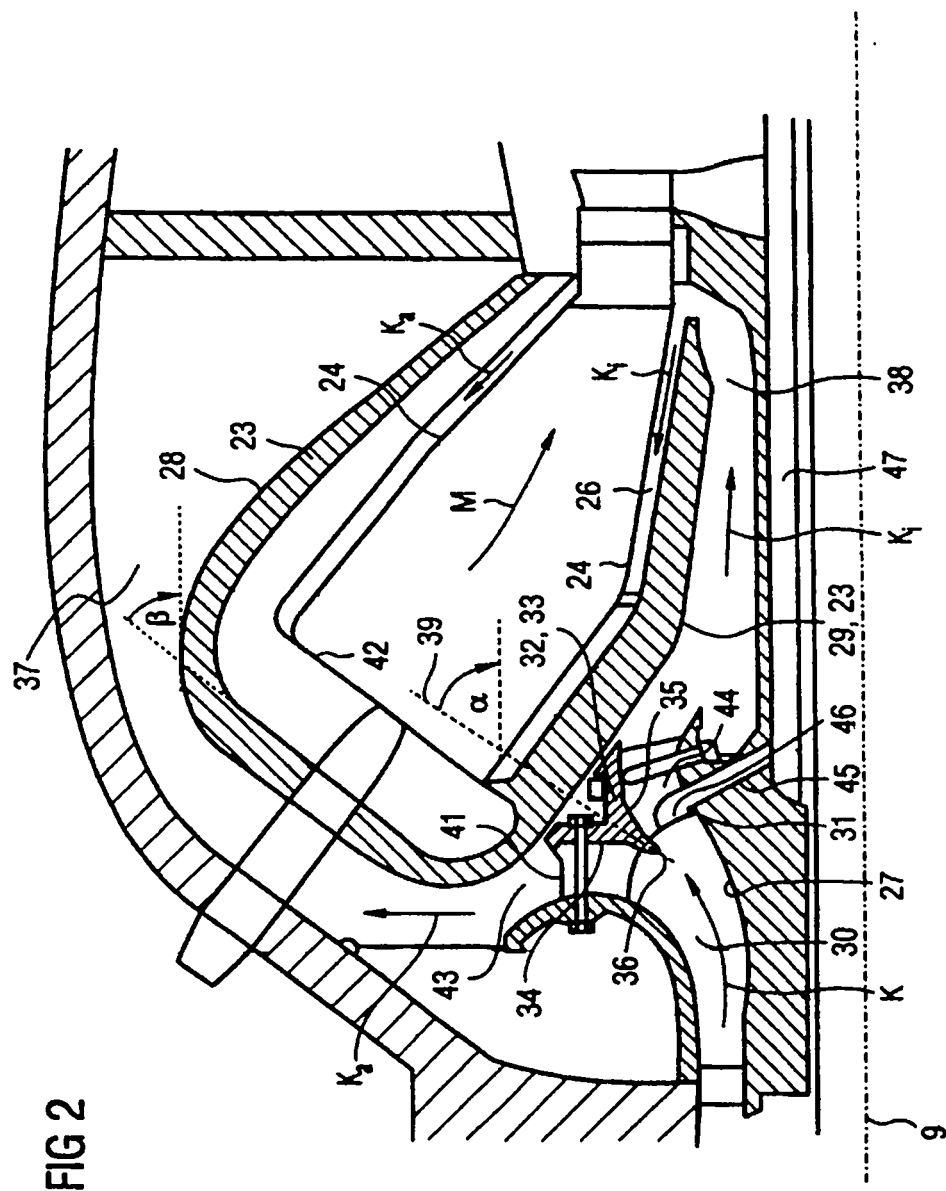


FIG 2